

УДК 303.732.4

## ТОЧНОСТНАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ВНЕШНЕГО ОРИЕНТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СНИМКОВ ДЛЯ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ ПРИ СОЗДАНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

*Бутко А.В., начальник сектора АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара,  
e-mail: sandrbut@yandex.ru*

## PRECISION MODEL FOR DETERMINING THE ELEMENTS OF EXTERNAL ORIENTATION OF SPACEBORNE IMAGES FOR SUPPORTING ACCEPTING OF DECISION IN PROCESS OF CREATION OF SPACE VEHICLE WITH EQUIPMENT OF OBSERVATION OF THE EARTH IN VISIBLE SPECTRUM

*Butko A.V.*

*For increase of accuracy of the georeferencing of space borne images of the terrestrial surface it is necessary on the development stage of automatic space vehicle with equipment of observation of the earth to carry out the assessment and the analysis of the errors of joint processing of information of measurement in ensuring creation the model of high-precision of the georeferencing of images. The georeferencing is carried out by means of geometric model of connection of coordinate on the image with terrestrial coordinate of according to results of onboard measurements and data from passport of the space vehicle. From here two problems of increase of accuracy of the georeferencing are formulated: increase of accuracy of results of onboard measurements and increase of accuracy of data in passport. Additional data (ground control point, digital cards, digital elevation model, the archive processed images, etc.) can be used for increase of accuracy of results of onboard measurements. In case of the absence of additional data the accuracy of the georeferencing can be increased by joint processing of results of onboard measurements. It is provided with accumulation of measurements on the long time interval and their processing by methods of statistics and optimization. Here the disturbing factor are evolutions of the space vehicle. For increase of accuracy of the georeferencing the negative impact of evolutions needs to be considered at the space vehicle development stage at placement of measuring apparatuses and the choice of the mode of measurements. As a result of work was developed the precision model for determining the elements of external orientation of spaceborne images for supporting accepting of decision in process of creation of space vehicle with equipment of observation of the Earth in visible spectrum for the purpose of increase of accuracy of the georeferencing of images without use of additional information. Evolutions of the space vehicle and joint processing of onboard measuring information in the model are considered. The model allows to evaluate design parameters of placement of devices and the mode of measurements for ensuring creation of high-precision model of the georeferencing of images.*

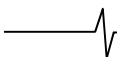
**Key words:** accuracy, error, design parameters, measuring information, georeferencing, space borne images, photogrammetric processing, additional information, statistics, optimization, high-precision model of the georeferencing, joint processing.

**Ключевые слова:** точность, погрешность, проектные параметры, измерительная информация, геодезическая привязка, космические снимки, фотограмметрическая обработка, опорная информация, статистика, оптимизация, высокоточная модель геодезической привязки.

### Введение

В связи с ростом детальности получаемых космических снимков за последнее десятилетие возросли требования потребителей к точности их координатной привязки. В мире уже осуществляются запуски сверхвысокодетальных космических аппаратов (КА) оптико-электронного наблюдения (ОЭН), которые позволяют получать снимки земной поверхности с разрешающей способностью менее полуметра [1-3, 6]. Повышение точности геодезической привязки сверхвысокодетальных снимков обеспечивается за счёт совершенствования методов создания высокоточной геодезической модели, основанной на геодезическом ориентировании по опорным данным [4-7]. Под опорными данными здесь подразумеваются наземные ориентиры (хорошо опознаваемые на снимке объекты,

Для повышения точности геодезической привязки снимков земной поверхности необходимо на этапе разработки автоматических космических аппаратов оптико-электронного наблюдения проводить оценку и анализ погрешности комплексной обработки измерительной информации в обеспечении создания высокоточной модели геодезической привязки снимков. Геодезическая привязка осуществляется с помощью моделей оптико-электронной съёмки по бортовой измерительной информации и формулярным данным на космический аппарат. Отсюда формулируются две задачи повышения точности геодезической привязки: повышение точности измерительной информации и повышение точности формулярных данных. Для повышения точности бортовой измерительной информации могут быть использованы опорные данные (опорные точки, цифровые карты, цифровые модели рельефа, архивные обработанные изображения и т.д.). В отсутствие опорных данных точность можно повысить за счёт комплексной обработки бортовой измерительной информации. Это обеспечивается накоплением измерений на длительном временном интервале и их обработка методами статистики и оптимизации. Мешающим фактором являются эволюции космического аппарата. Для повышения точности геодезической привязки негативное влияние эволюций необходимо учитывать на этапе разработки космического аппарата при размещении измерительных приборов и выборе режима измерений. В результате была разработана точностная модель определения элементов внешнего ориентирования космических снимков для поддержки принятия решения при создании космических аппаратов оптико-электронного наблюдения с целью повышения точности координатной привязки снимков без использования опорной информации. В модели учитываются эволюции космического аппарата и комплексная обработка бортовой измерительной информации. Модель позволяет оценить проектные параметры размещения приборов и режима измерений для обеспечения создания высокоточной модели геодезической привязки снимков.



координаты которых известны). Поэтому точность геодезической привязки зависит от числа, относительного расположения на снимке и точности знания координат этих ориентиров.

Для геодезической привязки снимков в России, в частности в АО «РКЦ «Прогресс», впервые разработан метод создания высокоточной геодезической модели, основанный на комплексной обработке бортовой измерительной информации [8]. Основными источниками измерительной информации на КА являются приборы определения координат звёзд и приёмник навигационных сигналов от спутников глобальной навигационной спутниковой системы. Работа этих приборов выполняется в условиях движения КА ОЭН в космическом пространстве вокруг Земли по замкнутой траектории и вокруг центра масс для осуществления съёмки заданных участков земной поверхности, а также для выполнения служебных операций. Точность и объём измерений, необходимых для реализации метода создания высокоточной геодезической модели, зависят от наблюдаемости ориентиров (звёзд, спутников ГНСС) приборами и их относительного положения. Влияние этой зависимости динамично и определяется движением КА ОЭН и параметрами, характеризующими размещение приборов на конструкции.

Кроме этого, при реализации метода создания высокоточной геодезической модели для сверхвысокоточных снимков необходимо учитывать пространственное разнесение измерительных приборов и съёмочной аппаратуры. Точность определения элементов внешнего ориентирования (ЭВО) снимка, с участием которых определяются геодезические координаты, зависит от точности измерений бортовых приборов и от точности знания параметров, характеризующих разнесение бортовых приборов.

Оценку влияния перечисленных зависимостей и условий формирования измерений и определения ЭВО снимка необходимо проводить при создании сверхвысокоточных КА ОЭН для реализации метода создания высокоточной геодезической модели. При выборе проектных параметров КА необходимо учитывать влияние этих факторов для повышения точности геодезической привязки.

Из-за движения центра масс по орбите и вокруг центра масс КА частота измерений может отличаться от частоты работы прибора. Точность измерений меняется в зависимости от количества и расположения ориентиров в поле зрения прибора. Ситуацию можно улучшить выбором оптимальных углов установки приборов на КА, а также выбором достаточной частоты работы прибора и длительности интервала сбора измерительной информации для компенсации динамики точности измерений. Для этого необходимо иметь функциональную зависимость погрешности синтеза ЭВО снимка от частоты работы прибора, интервала измерений и углов установки приборов.

#### Постановка задачи

Сформулирована задача выбора значений углов установки измерительных приборов, частоты работы и

интервала сбора измерительной информации. Для заданных параметров:

– параметров движения центра масс по орбите

$\vec{R}_{КА} = (X_{КА} \ Y_{КА} \ Z_{КА})$  и вокруг центра масс КА  $\Lambda = (\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ ,  $\vec{\omega} = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)$ ;

– погрешности измерительной информации приборов;

– количества приборов;

– конструкции;

требуется построить функциональную зависимость погрешности синтеза ЭВО снимка от частоты работы приборов  $\nu$ , интервала измерения  $\Delta T$  и углов установки приборов  $\alpha, \delta$ :

$$\sigma_{ЭВО} = F(\nu, \Delta T, \alpha, \delta).$$

Необходимо методами оптимизации вычислить значение параметров  $(\hat{\nu}, \hat{\Delta T}, \hat{\alpha}, \hat{\delta})$ , обеспечивающих минимум погрешности синтеза ЭВО снимка  $\sigma_{ЭВО} \rightarrow \min_{\hat{\nu}, \hat{\Delta T}, \hat{\alpha}, \hat{\delta}}$ .

Функциональную зависимость можно получить с помощью методов факторного анализа. Эти методы основываются на проведении серии экспериментов и корреляционного анализа результатов на предмет связи со значениями факторов. На этапе создания КА эксперименты можно проводить с помощью комплексной математической модели.

Для получения достоверных результатов при реализации методов факторного анализа математическая модель должна удовлетворять следующим требованиям:

– содержание всех элементов технологического процесса получения информации для комплексной обработки: от измерения до синтеза ЭВО снимка;

– учёт эволюций КА;

– количество результатов соответствовало числу обращений к модели;

– учёт корреляции между параметрами во всех сечениях модели;

– модульность для возможности замены на современное решение;

– структурированность.

#### Предлагаемое решение задачи

Модель предлагается строить с учётом имитационного моделирования, применяемого в АО «РКЦ «Прогресс» при оценивании основных тактико-технических характеристик.

Для моделирования точностных характеристик измерительной информации предлагается строить параметрическую модель. Естественно, для описания модели используется ковариационная матрица, содержащая среднеквадратическую погрешность (СКП) измерения по каждой координате.

Такое представление позволяет учитывать корреляцию между измерениями координат. Кроме того, использование ковариационной матрицы для записи погрешности измерения упрощает аналитическую запись. Для проведения оценивания не нужно проводить многочисленные вычисления, как в статистических моделях.

Точность измерения прибора зависит от внешних

условий и собственных ошибок. СКП может определять разработчик при автономных испытаниях прибора статистически.

Внешние условия определяются целевой работой КА. Зависимость измерений навигационных параметров от внешних условий и приборных ошибок хорошо освещена в литературе, в большинстве случаев, для наземных потребителей. Зависимость измерений параметров ориентации КА от внешних условий и приборных ошибок освещена в литературе для зачётных условий.

Оценивание степени уточнения измерительной информации по алгоритмам, применяемым в наземных комплексах обработки целевой информации, предлагается проводить по параметрическим моделям этих алгоритмов с помощью СКП и матрицы ковариации.

Ориентация КА в пространстве может быть определена измерением следующих величин:

- вектора магнитного поля Земли;
- вектора направления на Солнце;
- вектора направления на определенные звезды;
- вектора по направлению к центру Земли;
- навигационных параметров глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) GPS и ГЛОНАСС;
- навигационных параметров инерциальной навигационной системы (ИНС).

Датчики ориентации и навигации КА могут использоваться:

- прямой способ измерения (звездный датчик);
- косвенный способ измерения (магнетометр, земной датчик, солнечный датчик, навигационный приемник);
- инерциальный способ измерения (акселерометр, гироскоп).

Некоторые сравнительные характеристики датчиков ориентации и навигации КА приведены в табл. 1, из анализа которой можно сделать вывод, что для КА наиболее приемлемы по массе и энергопотреблению солнечный датчик, датчик вертикали, магнитометр и навигационный приемник ГНСС.

Из-за высокой точности прямой способ измерения получил наибольшее распространение в системе ориентации и стабилизации КА в виде приборов – звездных датчиков.

В практике космических полётов получило наибольшее распространение определение орбит и параметров движения КА с использованием внешнетраекторных измерений (ВТИ). Сегодня широко применяют различные типы измерительных систем: радиотехнические, оптические, гравиметрические, магнитометрические и

т.д. Основными видами внешнетраекторных измерений являются радиотехнические и оптические [9, 10].

Среди радиотехнических систем в настоящее время перспективными являются высокоточные системы определения положения, скорости и ориентации КА на основе данных, поступающих от многоканальных ГЛОНАСС/GPS-приемников, и их комплексирование с инерциальными системами навигации [9, 10].

Для разработки моделей принята компоновка КА звездными датчиками и многоканальными ГЛОНАСС/GPS-приемниками (навигационными приемниками).

### Точностная модель измерений ЗД

В модели точности измерений звездного датчика учитываются следующие источники погрешности:

- шум считывания сигнала с выходного регистра матрицы;
- погрешность координат центров пикселей матрицы;
- погрешность координат звезд в каталоге.

Учитываются следующие условия измерений звездным датчиком:

- засветка приборов;
- движение КА вокруг центра масс.

Ковариационную матрицу погрешности  $n$ -го измерения ориентации осей приборной системы координат ЗД можно получить по известной формуле:

$$K_{ADn} = 4 \cdot C \cdot (K_{meas} + K_{kat}) \cdot C^T,$$

где  $C = (B_{3 \times (2 \cdot N)} \cdot B_{(2 \cdot N) \times 3})^{-1} \cdot B_{3 \times (2 \cdot N)}$  – нормализованная матрица;

$$K_{meas} = \begin{bmatrix} Kx_{meas} & 0 \\ 0 & Ky_{meas} \end{bmatrix} \text{ – блочная ковариационная}$$

матрица ошибок измерения координат звезд на ПЗС-матрице ЗД размерностью  $2 \cdot N \times 2 \cdot N$ ;

$$B_{(2 \cdot N) \times 3} = \begin{bmatrix} Bx_{N \times 3} \\ By_{N \times 3} \end{bmatrix} \text{ – блочная матрица частных произ-}$$

водных координат энергетического центра звезды по параметрам Родрига;

$Kx_{meas}$  – ковариационная матрица ошибок измерения координаты  $x$  звезд на ПЗС-матрице ЗД размерностью  $N \times N$ ;

$Ky_{meas}$  – ковариационная матрица ошибок измерения координаты  $y$  звезд на ПЗС-матрице ЗД размерностью  $N \times N$ ;

0 – нулевая матрица размерностью  $N \times N$ ;

Таблица 1. Сравнительные характеристики датчиков ориентации и навигации

Датчик	Погрешность, град.	Масса, кг	Энергопотребление, Вт
Датчик ИНС (гироскоп)	0,003-1 град/ч (скорость роста погрешности)	1-25	5-200
Солнечный датчик	0,2-1	0,04-0,5	менее 1
Звездный датчик	0,00002-0,08	3-7	4-32
Датчик вертикали	0,02-0,1	0,6-5	1-8
Магнитометр	0,5-1	0,2-0,7	менее 1
Навигационный приёмник ГНСС	-	1-3	2



$K_{kat}$  – ковариационная матрица ошибок определения координат изображения звёзд из-за ошибок знания координат звёзд в каталоге размерностью  $2 \cdot N \times 2 \cdot N$ .

Блочная ковариационная матрица ошибок измерения  $K_{meas}$  координат  $i$ -й звезды на ПЗС-матрице ЗД вычисляется с учётом математической модели ЗД, описанной в статье [11].

Ковариационная матрица ошибок определения координат изображения звезд из-за ошибок знания координат звёзд в каталоге можно определить по формуле:

$$K_{kat} = \begin{bmatrix} Kx_{kat} & 0 \\ 0 & Ky_{kat} \end{bmatrix},$$

где  $Kx_{kat} = \sigma_{\delta_{star}}^2 \cdot Fx \cdot Fx^T + \sigma_{\alpha_{star}}^2 \cdot Hx \cdot Hx^T$  – ковариационная матрица размерностью  $N \times N$  ошибок определения координаты  $x$  изображения звезд из-за ошибок координат  $(\delta_{star}, \alpha_{star})$  в каталоге;

$Ky_{kat} = \sigma_{\delta_{star}}^2 \cdot Fy \cdot Fy^T + \sigma_{\alpha_{star}}^2 \cdot Hy \cdot Hy^T$  – ковариационная матрица размерностью  $N \times N$  ошибок определения координаты  $y$  изображения звезд из-за ошибок координат  $(\delta_{star}, \alpha_{star})$  в каталоге;

0 – нулевая матрица размерностью  $N \times N$ .

### Точностная модель измерений навигационного приёмника

В модели точности измерений навигационного приёмника учитываются следующие источники погрешности:

- уход часов навигационного спутника (НС);
- уход частоты генератора НС;
- ионосферная задержка сигнала;
- эфемериды НС.

Учитываются следующие условия измерений навигационным приёмником:

- места установки приёмных антенн на КА (затенение рабочей зоны антенн и расстояние от фазового центра до начала отсчёта визирной системы координат);
- движение КА вокруг центра масс.

Навигационный приёмник определяет параметры собственного положения по сигналам навигационных приёмников.

В вычислителе навигационного приёмника проводятся следующие действия:

- определяется созвездие видимых навигационных спутников;
- решается навигационная задача.

Под навигационной задачей понимается определение вектора положения и вектора скорости движения по орбите по измеренным дальностям до навигационных спутников. Дальность определяется до фазового центра антенного устройства навигационного приёмника.

Существует два способа определения дальности:

- кодовый (по временной задержке распространения сигнала):

$$\tilde{D}_i = D_i + c \cdot \Delta t_{NSi} - \Delta D_{efi} - \Delta D_i;$$

$$\tilde{D}_i = \left| \vec{R}_{NR} - \vec{R}_{NS} \right| + c \cdot \Delta t_{NR};$$

- фазовый (по фазовой задержке распространения сигнала):

$$\Delta \tilde{\phi}_{PDi} = \Delta \phi_{PDi} + f_i \cdot \Delta t_{NSi} - \frac{\Delta D_{efi}}{\lambda_i} - \frac{\Delta D_i}{\lambda_i};$$

$$\Delta \tilde{\phi}_{PDi} = \frac{\left| \vec{R}_{NR} - \vec{R}_{NS} \right|}{\lambda_i} + f_i \cdot \Delta t_{NR}.$$

### Точностная модель восстановления фактического движения ЗД

Восстановление вращательного движения ЗД по измерительной информации может быть выполнено разными способами интерполяции: сплайнами, дискретным рядом Фурье, решением кинематических уравнений (в форме кватернионов или матриц).

Предлагаемая точностная модель определения угловых ЭВО учитывает оценку точности универсального способа аппроксимации вращательного движения ЗД в форме кватернионов, приспособленного для случая достаточно частой временной сетки со значениями вектора  $\vec{\omega}$  и произвольной (в частности, редкой или сильно неравномерной) временной сетки со значениями кватерниона.

Ковариационную матрицу  $K'_{AD0}$  погрешности определения начальных условий системы кинематических уравнений можно найти по формуле [12]:

$$K'_{AD0} = \frac{4 \cdot \text{trace} \left( \sum_{n=0}^N K_{ADn} \right)}{3 \cdot (N-1)} \cdot C^{-1}(x_*),$$

где  $x_* = (z_1^*, z_2^*, z_3^*, \Delta_1^*, \Delta_2^*, \Delta_3^*)^T$  – вектор решения системы нормальных уравнений  $C(x) \cdot \Delta x = d(x)$  [6];  $z_i^*$  – параметры Родрига;  $\Delta_i^*$  – смещения нуля измерителя угловой скорости;  $K_{ADn}$  – ковариационная матрица ошибок измерения звёздного датчика;  $N$  – количество измерений.

Ковариационная матрица погрешности решения системы кинематических уравнений в произвольной точке интервала съёмки рассчитываются по обычным правилам [6]:

$$K'_{ADi} = W_i \cdot K'_{AD0} \cdot W_i^T,$$

где  $W_i$  – матрица вариаций компонент кватерниона в  $i$ -ю эпоху от параметров ориентации на начальный момент времени.

### Точностная модель восстановления фактического движения центра масс КА

Предлагаемая точностная модель восстановления фактического движения центра масс КА учитывает оценку точности алгоритма трёхэтапного метода определения орбиты КА, включающего этапы [13]:

- первоначальное определение орбиты;
- определение орбиты на короткой дуге;
- определение орбиты по результатам обработки нормальных мест.

Согласно высокоточному алгоритму определения фактического орбитального движения на первом этапе

проводится грубое определение параметров движения и ухода собственных часов  $\Delta t_{HII}$  НП по измерениям псевдодалности. Ковариационная матрица погрешности грубого определения вычисляется по формуле:

$$R^- = (H_D^T \cdot K_D^{-1} \cdot H_D)^{-1},$$

где  $K_D$  – ковариационная матрица ошибок измерения псевдодалности с учётом поправок;  $H_D$  – матрица частных производных.

На втором этапе уточнение предлагается проводить в соответствии с высокоточным алгоритмом линейного рекуррентного оценивания при неоднозначных определениях PPP-метода. Все вычисления, за исключением связанных с разрешением неоднозначности и необходимостью выделения наиболее значительных мод функции правдоподобия на каждом шаге фильтрации, совпадают с вычислениями обычного калмановского фильтра.

Алгоритм не чувствителен к разрывам фазы (cycle slips), поскольку вектор неоднозначности не включается в число оцениваемых параметров, и процедура разрешения выполняется на каждом шаге фильтрации заново.

Если из каких-либо источников точно известно, что между предыдущим и последующим измерением разрыв фазы (cycle slips) отсутствует, то обработку можно значительно упростить. В этом случае нет необходимости вновь выполнять процедуру разрешения неоднозначности [14].

Ковариационная матрица погрешности уточнения положения и ухода собственных часов НП по алгоритму линейного рекуррентного оценивания при неоднозначных определениях PPP-метода на  $j$ -ю эпоху может быть вычислена по формуле:

$$K_{PPP_j} = [(R_j^-)^{-1} + H_j^T \cdot B_\mu \cdot H_j]^{-1},$$

где  $R_j^-$  – априорная ковариационная матрица, полученная путём прогнозирования ковариационной матрицы  $j - 1$  эпохи;

$$B_\mu = K_\mu^{-1} = \begin{bmatrix} K_D & K_{D\Delta\phi} \\ K_{\Delta\phi D} & K_{\Delta\phi} \end{bmatrix} - \text{матрица, обратная ко-}$$

вариационной матрице  $K_\mu$  совмещённого вектора из-

$$\mu = [\tilde{D}_i \quad \Delta\tilde{\phi}_{pDi}]^T;$$

$H_j = [H_D \quad H_{\Delta\phi}]^T$  – составная матрица производных модели измерений псевдодалности и псевдофазы по искомым параметрам размерности  $(p + q) \times m$  ранга  $m$  на  $j$ -ю эпоху измерений ( $p > m$ ).

На третьем этапе высокоточного алгоритма определения фактического орбитального движения методом наименьших квадратов проводится определение начальных условий. Ковариационная матрица погрешности восстановления фактического орбитального движения на начало интервала проведения измерений НП можно оценить следующим образом:

$$K_{\bar{R}_{NR_0}} = \left[ \sum_{j=1}^N W_j^{-1} \cdot K_{PPP_j}^{-1} \cdot (W^{-1})^T \right]^{-1},$$

где  $W_j = \frac{\partial \bar{R}_j}{\partial \bar{R}_0}$  – матрица вариаций параметров движения

$\bar{R}_j$  на  $j$ -ю эпоху в зависимости от начальных условий  $[t_0 \quad \bar{R}_0]$ ;  $N$  – количество измерений на интервале обработки, полученных на первом этапе высокоточного алгоритма определения фактического орбитального движения.

Тогда ковариационная матрица ошибок восстановления фактического орбитального движения на  $j$ -ю эпоху из интервала проведения измерений НП определяется по известной формуле:

$$K_{\bar{R}_{HII_j}} = W_j \cdot K_{\bar{R}_{HII_j}} \cdot W_j^T.$$

### Точностная модель синтеза угловых ЭВО

В точностной модели синтеза угловых ЭВО учитывается оценивание точности алгоритма определения ориентации осей визирной системы координат по уточнённым измерениям ориентации оптической оси одного и более звёздных датчиков.

Ковариационная матрица ошибок определения параметров Родрига, характеризующих угловую ориентацию осей ВСК относительно осей ИСК, по измерению одного ЗД запишется в следующем виде:

$$K_{VSC} = A_{3 \times 3}^{-1} \cdot [B_{3 \times 2} \cdot K_{meas} \cdot B_{3 \times 2}^T + C_{3 \times 3} \cdot K_{PSC \rightarrow VSC} \cdot C_{3 \times 3}^T] \cdot (A_{3 \times 3}^{-1})^T,$$

где  $A_{3 \times 3}$  – матрица частных производных расчётных компонент орта оптической оси звёздного датчика по параметрам Родрига  $z$ ;  $B_{3 \times 2}$  – матрица частных производных измеренных компонент орта оптической оси звёздного датчика по параметрам Родрига  $zz$ ;  $C_{3 \times 3}$  – матрица частных производных расчётных компонент орта оптической оси звёздного датчика по параметрам Родрига  $zzz$ ;

$$K_{meas} = \begin{bmatrix} \sigma_{measx}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{measy}^2 \end{bmatrix} - \text{ковариационная матрица}$$

ошибок измерения углов поворота оси  $Z$  вокруг осей  $X$  и  $Y$ ;

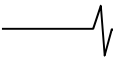
$$K_{PSC \rightarrow VSC} = \begin{bmatrix} \sigma_{Kx}^2 + \sigma_{Tx}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{Ky}^2 + \sigma_{Ty}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{Kz}^2 + \sigma_{Tz}^2 \end{bmatrix} - \text{кова-}$$

риационная матрица ошибок определения углов поворота осей приборной системы координат ЗД;

$\sigma_{Kx}^2, \sigma_{Ky}^2, \sigma_{Kz}^2$  – дисперсии ошибок полётной калибровки взаимной ориентации осей ПСК относительно осей ВСК;

$\sigma_{Tx}^2, \sigma_{Ty}^2, \sigma_{Tz}^2$  – дисперсии ошибок знания взаимной ориентации осей ПСК относительно осей ВСК, вызванные температурными деформациями.

Для измерений более одного ЗД  $N > 1$  точность оп-



ределения ориентации осей ВСК съёмочного устройства относительно ИСК будет характеризоваться ковариационной матрицей, вычисляемой по формуле:

$$K_{VSC} = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^N K_{VSCi},$$

где  $K_{VSCi}$  – ковариационная матрица определения ориентации осей ВСК съёмочного устройства относительно ИСК по измерениям  $i$ -го ЗД.

### Точностная модель синтеза линейных ЭВО

В точностной модели синтеза линейных ЭВО учитывается оценивание точности алгоритма определения положения и скорости движения визирной системы координат по уточнённым измерениям фактического движения фазового центра антенного устройства навигационного приёмника.

Ковариационную матрицу погрешности определения положения начала отсчёта ВСК можно записать следующим образом:

$$K_{\vec{R}_{NSCj}} = K_{\vec{R}_{NBj}} + M_{ISC \rightarrow GSCj} \cdot [A_{ASC \rightarrow ISCj} \cdot K_{ASCj} \cdot A_{ASC \rightarrow ISCj}^T + M_{ASC \rightarrow ISKj} \cdot (K_{\vec{r}_{NSC}} + K_{\vec{r}_{FC}}) \cdot M_{ASC \rightarrow ISKj}^T] \cdot M_{ISC \rightarrow GSCj}^T,$$

где  $K_{\vec{R}_{NSCj}}$  – ковариационная матрица ошибок определения фактической орбиты;  $K_{ASCj}$  – ковариационная матрица ошибок определения ориентации осей ССК (аналогично ВСК);  $K_{\vec{r}_{FC}}$  – ковариационная матрица ошибок калибровки положения фазового центра  $k$ -го антенного устройства НП в проекции на оси ССК;  $K_{\vec{r}_{NSC}}$  – ковариационная матрица ошибок установки начала отсчёта ВСК на КА в проекции на оси ССК;  $A_{ASC \rightarrow ISCj}$  – матрица производных коэффициентов матрицы  $M_{ASC \rightarrow ISKj}$  по параметрам Родрига.

Априорное оценивание погрешности синтеза ЭВО снимка предлагается проводить по следующему алгоритму:

1. Подготовка исходных данных, включающих параметры траектории орбитального и углового движения КА, характеристик приборов и конструкции КА.
2. Расчёт засветки звёздных датчиков Землёй, Луной и Солнцем.
3. Определение энергетических центров звёзд по снимку звёздного неба с учётом углового движения для не засвеченных звёздных датчиков.
4. Вычисление компонент ковариационной матрицы ошибок  $n$ -го измерения ориентации осей приборной системы координат ЗД.
5. Вычисление компонент ковариационной матрицы погрешности решения системы кинематических уравнений в произвольной точке интервала съёмки.
6. Вычисление компонент ковариационной матрицы погрешности определения ориентации осей ВСК (УЭВО снимка).
7. Расчёт видимости навигационных спутников с учётом расположения антенн и ориентации КА.
8. Вычисление компонент ковариационной матрицы погрешности грубого определения на первом этапе вы-

сокоточного алгоритма определения фактического орбитального движения.

9. Вычисление компонент ковариационной матрицы погрешности уточнения положения и ухода собственных часов НП по алгоритму линейного рекуррентного оценивания при неоднозначных определениях PPP-метода на втором этапе высокоточного алгоритма определения фактического орбитального движения.

10. Вычисление компонент ковариационной матрицы погрешности восстановления фактического орбитального движения на заданную эпоху из интервала проведения измерений НП на третьем этапе высокоточного алгоритма определения фактического орбитального движения.

11. Вычисление компонент ковариационной матрицы погрешности синтеза параметров положения начала отсчёта ВСК в пространстве (ЛЭВО снимка).

### Заключение

Проведён анализ современного состояния проблемы повышения точности геодезической привязки космических снимков. В мире развиваются методы повышения точности, использующие опорную информацию. Степень повышения точности этими методами зависит от объёма и точности опорных данных. За последнее десятилетие в России разработан метод повышения точности геодезической привязки за счёт применения комплексной обработки измерительной информации, формируемой измерительной аппаратурой КА. Степень повышения точности этим методом зависит от точности измерительной информации, частоты измерений и интервала сбора измерительной информации. В связи с этим, при применении этого метода для повышения точности геодезической привязки могут возникнуть трудности. На этапе разработки КА при выборе интервала сбора измерительной информации считается, что частота измерений совпадает с частотой работы прибора и точность измерений соответствует предельной точности измерений прибора, определённых в условиях действия ограничения на стоимость, массу и электропотребление. Показана связь точности измерительной информации и частоты измерений с углами установки измерительных приборов и частотой работы. Сформулирована задача выбора значений углов установки измерительных приборов, частоты работы и интервала сбора измерительной информации. При решении этой задачи разработана точностная модель синтеза ЭВО снимка с учётом эволюций КА ОЭН и комплексной обработки измерительной информации, позволяющая построить функцию погрешности синтеза ЭВО от точности измерительной информации, частоты работы измерительных приборов и длительности интервала сбора измерительной информации. Разработанная модель обладает следующими свойствами:

- содержит все элементы технологического процесса получения информации для комплексной обработки: измерение, восстановление фактического движения, синтез ЭВО снимка;

- входными параметрами являются: параметры движения центра масс по орбите  $\vec{R}_{KA} = (X_{KA} \ Y_{KA} \ Z_{KA})$  и во-

круг центра масс КА  $\Lambda = (\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ ,  $\vec{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ ;

- за одно обращение к модели рассчитывается погрешность синтеза ЭВО (угловых или линейных) снимка;
- применение ковариационно-вариационной и матрично-векторной записи позволяет учесть корреляцию между параметрами во всех сечениях модели;
- комплексная модель разделена на частные независимые модели;
- связь между частными модели осуществляется входные (выходные) параметры.

Предлагаемая модель может позволить реализовать строгий комплексный подход и учесть факторы, способствующие повышению точности координатной привязки снимков. Требуется апробирование разработанной модели в рамках последующих исследований.

### Литература

1. Aguiaro G., Poli D., Remondino F. Testfield Trento: Geometric evaluation of very high resolution satellite imagery. *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*. 2012, vol. XXXIX-B1. DOI: 10.5194/isprsarchives-XXXIX-B1-191-196.
2. Meguro Y., Fraser C.S. Georeferencing accuracy of Geoeye-1 stereo imagery: Experiences in a Japanese test field. *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Science*. 2010, vol. XXXVIII, part 8, pp. 1069-1072.
3. Topan H., Maktav D. Efficiency of orientation parameters on georeferencing accuracy of spot-5 hrg level-1a stereoisimages. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. 2014, vol. 52, no. 6, pp. 3683-3694. DOI:10.1109/TGRS.2013. 2274775.
4. Peter Pehani, Klemen Čotar, Aleš Marsetič, Janez Zaletelj & Krištof Oštir: Automatic Geometric Processing for Very High Resolution Optical Satellite Data Based on Vector Roads and Orthophotos, *Remote Sens*. 2016, 8, 343; doi:10.3390/rs 8040343.
5. Manuel A. Aguilar, Abderrahim Nemmaoui, Fernando J. Aguilar, Antonio Novelli & Andrés García Lorca (2017) Improving georeferencing accuracy of Very High Resolution satellite imagery using freely available ancillary data at global coverage, *International Journal of Digital Earth*, 10:10, 1055-1069, DOI: 10.1080/17538947.2017.1280549.
6. Xiongwei Zheng, Qi Huang, Jingjing Wang, Taoyang Wang & Guo Zhang. Geometric Accuracy Evaluation of High-Resolution Satellite Images Based on Xianning Test Field. *Sensors* 2018, 18, 2121; doi:10.3390/s18072121.
7. Li, Q.; Zhong, R.; Yang, C.; Zhao, K.; Zhang, C.; Li, Y. Geometric Quality Improvement Method of Optical Remote Sensing Satellite Images Based on Rational Function Model. *Remote Sens*. 2022, 14, 4443.
8. Ахметов Р.Н., Еремеев В.В., Кузнецов А.Е., Мятов Г.Н., Пошехонов В.И., Стратилатов Н.Р. Высокоточная геодезическая привязка изображений земной поверхности от КА «Ресурс-П» Исследование Земли из космоса, 2017, № 1, с. 44-53.
9. Малые космические аппараты: пособие для студентов факультетов радиофизики и компьютерных технологий, мех.-мат. и геогр. / С.В. Абламейко, В.А. Саечников, А.А. Спиридонов. Минск: БГУ, 2012. 159 с. (Аэрокосмические технологии).
10. Соловьев В.А., Лысенко Л.Н. Управление космическими полетами: в 2 ч. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 2 ч.
11. Аванесов Г.А. Исследование смещения энергетического центра изображений звезд относительно геометрического центра на ПЗС-матрице и коррекция методической ошибки / Г.А. Аванесов, Т.В. Кондратьева, А.В. Никитин. *Механика, управление и информатика*. 2009. № 1. с. 421-446.
12. Бард Й. Нелинейное оценивание параметров. М., Статистика, 1979, 349 с.
13. Тучин Д.А. Автономное определение орбиты на борту космического аппарата. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2019. № 7. 36 с.
14. Поваляев А.А. Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. М.: Радиотехника, 2008. 328 с.

## НОВЫЕ КНИГИ

**Косичкина Т.П., Сперанский В.С.**

**Цифровые сигнальные процессоры и их применение в системах телекоммуникаций и электроники: Учебное пособие для вузов.**

**М.: Изд-во «Горячая линия-Телеком», 2022 г. 316 с.: ил.**



Рассмотрены вопросы теории и практики использования цифровых сигнальных процессоров. Описаны основные операции цифровой обработки сигналов, структура, архитектура, классификация и характеристики современных процессоров. Представлен обзор процессоров ведущих фирм-производителей: Analog Devices, Ceva, Feccsale, Texas Instruments. Отдельная глава посвящена российским цифровым процессорам. Существенное внимание уделено многоядерным процессорам и их характеристикам. В разделе, связанном с программируемыми логическими микросхемами и системами на кристалле, показаны возможности их использования в качестве сигнальных процессоров. Даны примеры реализации цифровых устройств с помощью САПР на языке программирования VHDL, рассмотрены его элементы. В приложениях даны примеры реализации формирователей двоичных последовательностей, генераторов сигналов и медианных фильтров.

Для студентов радиотехнических и инфокоммуникационных специальностей, будет полезна аспирантам и специалистам.